

Описание
изобретения
Республика



Изобретение по области
используемое и открытое
при Совете Министров
СССР

О П И С А Н И Е ИЗОБРЕТЕНИЯ

355494

К АВТОРСКОМУ СВИДЕТЕЛЬСТВУ

Зависимое от авт. свидетельства № —

Заявлено 12.XI.1970 (№ 1480920/40-23)

с присоединением заявки № —

Приоритет —

Опубликовано 10.X.1972. Бюллетень № 31

Дата опубликования описания 2.III.1973

М. Кл. G 01c 10/44
G 01c 21/18

УДК 621.752.6(083.8)

Авторы
изобретения:

Б. С. Вересова, А. П. Гурьянов, М. К. Петрович и Б. В. Уткин

Заявитель:

ДВУХОСНЫЙ ГИРОСТАБИЛИЗАТОР

Изобретение относится к гироскопической технике, а именно к двухосным гиростабилизаторам для стабилизации в заданном направлении оптических приборов, например телескопов астронавигационной системы летательных аппаратов.

Особенность эксплуатации астронавигационной системы летательного аппарата связана с необходимостью обеспечивать высокую точность стабилизации оптического прибора при угловых колебаниях летательного аппарата, например, под действием порывов ветра, при попадании в выходящий воздушный поток и т. д.

Известны двухосные гиростабилизаторы для стабилизации приборов в заданном направлении, содержащие платформу, на которой установлены два двухстепенных гироскопа, и связанный с платформой стабилизируемый прибор. Векторы кинетических моментов гироскопов, установленных на платформе, в неограниченном положении ориентированы параллельно стабилизируемому направлению. Роль платформы выполняет внутренняя рама карданова подвеса гиростабилизатора, которая может занимать произвольное положение относительно наружной рамы.

Эти гиростабилизаторы имеют недостаток, заключающийся в систематических уходах платформы от заданного направления, что

снижает точность стабилизации. Эти систематические ухода обусловлены постоянными по направлению гироскопическими моментами по осям прецессии гироскопов, порождая кинетику возмущенного движения рам карданова подвеса гиростабилизатора при угловых движениях объекта, например летательного аппарата, с составляющей угловой скорости по направлению перпендикуляра к плоскости наружной рамы гиростабилизатора. Угловые скорости этих систематических уходов даже при весьма малых углах прецессии гироскопов могут достигать значительных величин, причем они быстро возрастают с увеличением угла положения платформы относительно наружной рамы гиростабилизатора, который в случае стабилизации оптической оси телескопа астронавигационной системы летательного аппарата изменяется в больших пределах и практически может достигать величин порядка 60—80°.

Целью изобретения является повышение точности двухосного гиростабилизатора, особенно при работе на летательном аппарате, подверженном угловым колебаниям.

Для этого с осью подвеса наружной рамы гиростабилизатора соединен тахогенератор, например, постоянного тока, а на корпусе гиростабилизатора установлен гиروتахометр, ось чувствительности которого ориентирована

параллельно оси подвеса наружной рамы. На осях прецессии гироскопов установлены датчики моментов коррекции, выполненные, например, в виде двухфазных асинхронных двигателей. Выходы тахогенератора и гиротаксметра соединены со входом функционального преобразователя, реализующего косекансную зависимость от угла положения платформы относительно наружной рамы, выполненного, например, в виде потенциометра. Выход элемента, реализующего косекансную зависимость, соединен с обмотками управления датчиков моментов коррекции, обмотки возбуждения которых соединены с выходами соответствующих датчиков углов прецессии гироскопов.

На чертеже показана схема двухосного гиросtabilизатора.

На схеме правые ортогональные трехгранники связаны: X_n, Y_n, Z_n — с внутренней рамой — платформой 1; X_n, Y_n, Z_n — с наружной рамой 2; X_n, Y_n, Z_n — с летательным аппаратом, с которым связан корпус 3 гиросtabilизатора. Стабилизируемая ось Z_n совпадает с перпендикуляром к плоскости платформы 1, а оси трехгранника X_n, Y_n, Z_n ориентированы: X_n по оси А-А подвеса платформы 1; Y_n — по оси В-В подвеса наружной рамы 2; Z_n — по перпендикуляру к плоскости наружной рамы 2.

Угол α_n определяет положение наружной рамы 2 относительно летательного аппарата, с которым связан корпус 3 гиросtabilизатора, а угол β_n — платформы 1 относительно наружной рамы 2. Два угла α_n и β_n определяют любое заданное направление оси Z_n и параллельной ей оптической оси S-S, причем при круговом обзоре, например, телескопом астронавигационной системы летательного аппарата, угол α_n изменяется в пределах $\pm 360^\circ$. Двухстепенные гироскопы 4 и 5 имеют датчики углов прецессии 6 и 7 и датчики моментов коррекции 8 и 9, выполненные в виде двухфазных асинхронных двигателей, каждый из которых содержит, например, одну обмотку управления и одну обмотку возбуждения. Векторы кинетических моментов H_1 и H_2 гироскопов 4 и 5 в неотклоненном положении ориентированы параллельно оптической оси S-S связанного с платформой 1 стабилизируемого оптического прибора 10, например телескопа астронавигационной системы летательного аппарата. С осью В-В подвеса наружной рамы 2, совпадающей по направлению с нормальной осью летательного аппарата, связан стабилизирующий двигатель 11 канала стабилизации угла α_n , например двухфазный асинхронный двигатель, имеющий обмотку управления, и тахогенератор 12, например, постоянного тока. С двигателем 11, например с его обмоткой управления, соединен выход датчика углов прецессии 5 посредством усилителя 13. Тахогенератор 12 и стабилизирующий двигатель 11 могут быть заменены двигателем-генератором, содержащим в одном

корпусе двигатель, тахогенератор асинхронный, и тахогенератор, например, постоянного тока. С осью А-А подвеса платформы 1 связан стабилизирующий двигатель 14 канала стабилизации угла β_n , например двухфазный асинхронный двигатель, имеющий обмотку управления, и функциональный преобразователь 15, реализующий косекансную зависимость от угла β_n положения платформы 1 относительно наружной рамы 2, выполненный, например, в виде потенциометра. С двигателем 14, например с его обмоткой управления, соединен датчик углов прецессии 7, например, посредством усилителя 16. На корпусе 3 гиросtabilизатора установлен гиротаксметр 17, ось чувствительности В-В которого ориентирована параллельно оси В-В подвеса наружной рамы 2. Выход тахогенератора 12 и выход гиротаксметра 17 соединены посредством функционального преобразователя 15 и усилителя 18 с обмотками управления датчиков моментов коррекции 8 и 9. Обмотки возбуждения датчиков моментов коррекции 8 и 9 соединены с выходами соответствующих датчиков углов прецессии гироскопов 6 и 7 при помощи усилителей 13 и 16.

Если составляющие W_{Y_n} и W_{X_n} угловой скорости колебаний летательного аппарата на направления осей Y_n и X_n не равны нулю, а составляющая W_{Z_n} на направление перпендикуляра Z_n к плоскости наружной рамы 2 равна нулю, то гиросtabilизатор работает в известном режиме силовой гироскопической стабилизации, удерживая оптическую ось S-S, параллельную оси Z_n , в заданном направлении. Если $W_{Z_n} \neq 0$, а также в случае если одновременно $W_{Z_n} \neq 0$ и $W_{X_n} \neq 0$, то возникает специфическая реакция гиросtabilизатора, проявляющаяся в следующем.

На угловую скорость W_{Z_n} гиросtabilизатор реагирует возмущенным движением платформы 1 вокруг стабилизируемого направления (оси) Z_n с угловой скоростью

$$j_n = W_{Z_n} \frac{1}{\cos \beta_n}$$

и возмущенным движением наружной рамы 2 вокруг оси В-В ее подвеса с угловой скоростью

$$\alpha_n = W_{Z_n} \operatorname{tg} \beta_n$$

Колебания наружной рамы 2 с угловой скоростью α_n обуславливают появление момента трения $M_{тв}$, направленного по оси В-В, а колебания наружной рамы 2 с угловой скоростью W_{X_n} обуславливают момент трения $M_{та}$, направленный по оси А-А. Под действием момента $M_{тв}$ гироскоп 4 отклоняется на угол прецессии Θ_2 , а под действием момента $M_{та}$ гироскоп 5 отклоняется на угол прецессии Θ_1 , при этом на оси прецессии гироскопа 4 за два последующих полуцикла возникает постоянный по направлению гироскопический момент

$M_{г1} = H_1 \sin \Theta_1$, а за ось прецессии гироско-

на 5 — постоянный по направлению гироскопический момент $M_r = H_2 j_n \sin \Theta_2$. Моменты M_{r_1} и M_{r_2} вызывают уход платформы 1 по осям Б-Б и А-А, а следовательно, и оси S-S от заданного направления. Углы прецессии Θ_1 и Θ_2 при любых эволюциях летательного аппарата, оставаясь малыми, находятся в пределах 2—5 угловых минут. Поэтому можно считать

$$M_{r_1} = H_1 \Theta_1 j_n$$

$$M_{r_2} = H_2 \Theta_2 j_n$$

Если непрерывно измерять углы прецессии гироскопов Θ_1 и Θ_2 и угловую скорость j_n платформы 1 вокруг стабилизируемого направления, то моменты M_{r_1} и M_{r_2} можно компенсировать соответствующими моментами коррекции M_{k_1} и M_{k_2} .

Для формирования моментов M_{k_1} и M_{k_2} в предлагаемом гиросtabilизаторе непрерывно вырабатывается информация об угловой скорости j_n возмущенного движения платформы 1 и используется имеющаяся в гиросtabilизаторе информация об углах прецессии Θ_1 и Θ_2 .

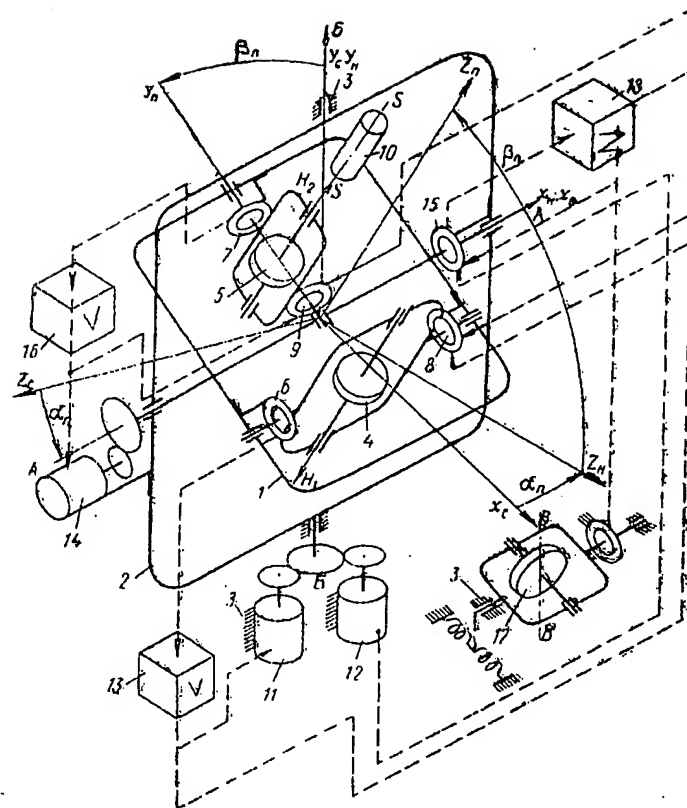
Угловая скорость j_n колебаний платформы 1 определяется путем измерения угловой скорости α_n колебаний наружной рамы 2 с последующим умножением на $\cos \beta_n$, так как $j_n = \alpha_n \cos \beta_n$. Угловую скорость α_n измеряется тахогенератором 12.

При наличии колебаний или разворотов летательного аппарата с угловой скоростью ψ_c относительно нормальной оси Y_c , совпадающей по направлению с осью Б-Б, тахогенератор 12 измеряет алгебраическую сумму угловых скоростей $\alpha_n + \psi_c$. Для формирования значений M_{k_1} и M_{k_2} необходимо в каждый момент времени измерять только угловую скорость α_n возмущенного движения наружной рамы 2. Угловую скорость ψ_c измеряет гиротаксометр 17. Вычитание из суммарного сигнала тахогенератора 12, пропорционального $\alpha_n + \psi_c$, сигнала гиротаксометра 17, пропорционального ψ_c , осуществляется по методу сложения напряжений на входе функционального

преобразователя 15, например потенциометра реализующего косекансную зависимость от угла β_n . С выхода преобразователя 15 снимается сигнал, пропорциональный угловой скорости j_n возмущенного движения платформы 1, который поступает через усилитель 18 на обмотки управления датчиков моментов коррекции 8 и 9, выполненных, например, в виде двухфазных асинхронных двигателей. На обмотку возбуждения датчика моментов коррекции 8 поступает сигнал, пропорциональный углу прецессии Θ_1 , с датчика углов прецессии 6 через усилитель 13, а на обмотку возбуждения датчика моментов коррекции 9 поступает сигнал, пропорциональный углу прецессии Θ_2 , с датчика углов прецессии 7 через усилитель 16. Датчики 8 и 9 создают моменты, пропорциональные произведениям $\Theta_1 j_n$ и $\Theta_2 j_n$ соответственно по осям прецессии гироскопов 4 и 5, что вызывает прецессию платформы 1 в направлении, противоположном систематическим уходам, вызванным действием моментов M_{r_1} и M_{r_2} .

Предмет изобретения

Двухосный гиросtabilизатор, содержащий корпус, внутреннюю и наружные рамы и установленные на внутренней раме два двухстепенных гироскопа с датчиками угла, моменты и гиромоторами, кинетические моменты которых направлены в неотклоненном положении по стабилизируемому направлению, отличающийся тем, что, с целью повышения точности стабилизации, по оси подвеса наружной рамы установлен тахогенератор, а на корпусе гиросtabilизатора — гиротаксометр, ось чувствительности которого параллельна оси подвеса наружной рамы, причем выходы тахогенератора и гиротаксометра соединены со входом дополнительно введенного функционального преобразователя, реализующего косекансную зависимость от угла положения внутренней рамы относительно наружной, а выход функционального преобразователя соединен с двумя обмотками датчиков моментов, две другие обмотки, которых подключены к соответствующим датчикам угла.



Составитель Б. Делекторский

Редактор В. Левятов

Техред Т. Курилко

Корректор А. Васильева

Заказ 395/18

Изд. № 1851

Тираж 406

Подписное

ЦНИИПИ Комитета по делам изобретений и открытий при Совете Министров СССР

Москва, Ж-35, Раушская наб., д. 4/5

Типография, пр. Сапунова, 2